

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАДАЧИ ТУРБУЛЕНТНОГО ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ

Гильманов А.Н.^{*,**}, Файзелгаянов А.М.^{**}

^{*,**}Казанский филиал Московского энергетического института

^{**}Институт механики и машиностроения КНЦ РАН, г. Казань

При разработке перспективных аэрокосмических летательных аппаратов роль вычислительной аэродинамики в наши дни все более возрастает. При этом одной из важнейших проблем является моделирование турбулентности, так как большинство наиболее интересных режимов осуществляется при значительных числах Рейнольдса.

В настоящей работе для моделирования турбулентности используется алгебраическая модель Болдуина-Ломакса, которая была разработана на основе модели Себеси-Смита [1] специально для замыкания уравнений Навье-Стокса. Эта модель в своей оригинальной или слегка модифицированной для учёта влияния предыстории течения форме весьма широко используется при расчёте турбулентных течений на основе уравнений Навье-Стокса [2].

Система осредненных с весами уравнений Рейнольдса решается с помощью TVD схемы второго порядка точности и динамически адаптивных сеток [3].

Тестирование программы осуществлялось на задаче обтекания плоской пластины сверхзвуковым потоком газа при следующих входных данных: $M_\infty = 2$, $Re_L = 2.96 \cdot 10^5$ с числом ячеек, разбивающих область данных, равным 60. Здесь M_∞ – число Маха набегающего потока, Re_L – число Рейнольдса, вычисленное по длине пластины. На рис. 1 показаны изолинии равных плотностей в расчётной области. Достаточно ясно видна область пограничного слоя, прилегающая к твёрдой поверхности, и слабая ударная волна, которая формируется на носике пластины при взаимодействии сверхзвукового потока с пограничным слоем.



Рис. 1. Изолинии плотности для задачи обтекания плоской пластины

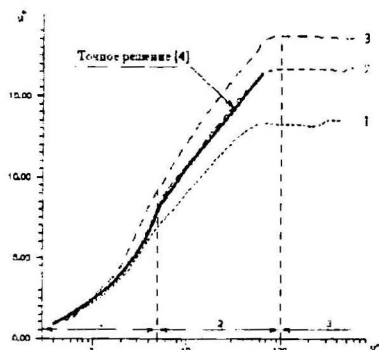


Рис. 2. Графики изменения безразмерной скорости в зависимости от безразмерной координаты

На рис. 2 показаны графики изменения безразмерной скорости u^+ вдоль нормального направления к твердой поверхности в зависимости от безразмерной координаты y^+ . Приведены кривые 1, 2 и 3, которые соответствуют различным поперечным сечениям $x=const$. Сопоставление этих результатов с известным графиком универсального распределения скоростей в турбулентном пограничном слое на плоской стенке канала при сверхзвуковом течении газа [4] показывает их удовлетворительное согласие. На этом рисунке выделяются три зоны: 1) $y^+ < 5$ – ламинарный или вязкий подслой; 2) $5 < y^+ < 100$ – область развитого турбулентного течения с логарифмическим законом распределения скорости; 3) $y^+ > 100$ – внешняя область. Приведенные расчеты показывают, что турбулентность моделируется правильно и выбранная модель может использоваться для расчета задач с турбулентным потоком газа.

Результаты решения задачи о взаимодействии наклонной ударной волны с пограничным слоем приводятся для течения газа с теми же параметрами: $M_\infty = 2$, $Re_L = 2.96 \cdot 10^5$. Наклонная ударная волна генерируется клином, отклоняющим поток на угол $\varphi = 12^\circ$. В результате этого формируется косая ударная волна, падающая на пограничный слой под углом $\theta = 41.6^\circ$. На рис. 3 показаны линии равных плотностей. Расчеты показали, что наклонная ударная волна данной интенсивности приводит к отрыву пограничного слоя. При меньшем угле падения косой волны



Рис. 3. Изолинии плотности при взаимодействии наклонной ударной волны с погранслоем

отрыва потока при турбулентном режиме течения не наблюдается, в то время как для ламинарного режима отрыв имеет место.

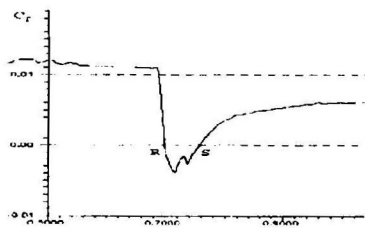


Рис. 4. Распределение коэффициента трения вдоль стенки

На рис. 4 приведено изменение коэффициента трения вдоль твердой поверхности, через R и S обозначены точки отрыва и присоединения. Перед точкой отрыва интенсивность изменения коэффициента трения заметно больше, чем после точки присоединения. Средний уровень коэффициента поверхностного трения за отрывной зоной меньше, чем перед ней.

Таким образом, в работе показано, что разработанная на основе схемы TVD второго порядка точности и метода динамически адаптивных сеток программа расчета позволяет исследовать турбулентные отрывные течения газа.

Сравнение полученных результатов с теоретическими решениями и экспериментальными данными свидетельствует о том, что алгебраическая модель турбулентности Болдуина-Ломакса позволяет адекватно рассчитывать сверхзвуковые турбулентные течения в условиях внешних задач.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 98-01-00257

Литература

1. Себеси Т., Смит А., Мосинскис Г. Расчёт сжимаемого адиабатического турбулентного пограничного слоя // Ракетная техника и космонавтика. – 1970. – Т. 8. – № 11. – С. 66–76.
2. Сток Г.В., Хаазе В. Определение масштаба длины в алгебраических моделях турбулентности для расчётов течений на основе уравнений Навье-Стокса // Аэрокосмическая техника. – 1991. – № 7. – С. 26–38.
3. Гильманов А.Н., Кулачкова Н.А. Численное моделирование торможения газа в сверхзвуковом воздухозаборнике // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1996. – № 4. – С. 26–32.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1974. – 711 с.